某梁结构静动联合加载疲劳研究试验件设计与分析

张颖，王轲

（南京航空航空大学 航空宇航学院，南京 210016）

摘要：目的 解决工程结构在交变静载荷和动载荷联合作用下的疲劳寿命预估难题。**方法** 拟设计一梁结构试验件，方便施加静力与动载荷，并具有合适的疲劳寿命，用于静动联合加载下疲劳寿命预估研究。并采用名义应力法计算出静载荷作用下结构的寿命，采用频域法计算动载荷单独作用下结构的寿命，再以线性损伤累积理论为基础，以载荷块为单位来计算静动载荷联合加载下的寿命。**结果** 初步给出试验载荷，得到静动载荷联合加载下危险点的寿命为 1225 s。试件在 1 h 之内失效，满足设计要求。**结论** 通过该方法，可以用来校核试件的实际寿命，以设计试件。

关键词：振动疲劳；名义应力法；线性累积损伤；疲劳寿命预估

DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2018.09.003

中图分类号：TG405 **文献标识码：**A

文章编号：1672-9242(2018)09-0012-04

Design and Analysis of Test Pieces for Static and Dynamic Combined Fatigue of a Beam Structure

ZHANG Ying[1], *WANG Ke*[2]

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

ABSTRACT: Objective To solve the difficult problem of estimating fatigue life of engineering structure under joint action of alternating static and dynamic loads. **Methods** A beam structure test piece was designed to facilitate the application of static and dynamic loads, and have a suitable fatigue life for fatigue life prediction under static and joint load. The nominal stress method was used to calculate the life of the structure under static load. The frequency domain method was used to calculate the life of the structure under dynamic load alone. Based on the linear damage accumulation theory, the static load combined load was calculated in units of the load block. **Results** The test load was given initially. The service life of static and dynamic load under combined loading dangerous point of was 1225 s. Specimen failure was within 1 h, and met the design requirements. **Conclusion** The method can be used to check the actual life of the specimens, in order to design specimen.

KEY WORDS: vibration fatigue; nominal stress method; linear cumulative damage; fatigue life prediction

振动与结构疲劳息息相关，由振动造成的结构损伤绝大多数是疲劳损伤而不是其他任何形式的静态破坏。疲劳现象普遍存在于航空飞行器的起飞、着陆、武器发射、飞行等诸多过程中，其中包括振动疲劳和静力疲劳。因此，研究结构的振动疲劳和静力疲劳对航空飞行器的设计、制造、使用和维护方面有着极其重要的意义。

静力疲劳结构分析不涉及载荷的加速度问题，它

收稿日期：2018-06-07；**修订日期：**2015-04-15

作者简介：张颖（1995—），女，江苏人，硕士研究生，主要研究方向为振动疲劳。

通讯作者：王轲（1967—），男，浙江人，博士后，副教授，主要研究方向为航空航天科学与工程。

通过对结构进行静力分析，得到相应的应力/应变时间历程，结合疲劳累积损伤理论和 *S-N* 曲线进行寿命估算[1]。振动疲劳的结构应力/应变分析属于动响应分析，载荷的幅值和加速度大小及结构本身特性决定了结构的响应。振动疲劳是对结构进行动力学分析，得到相应的应力/应变统计信息，在频域或时域内进行寿命估算[2]。

文中提出一种静动联合加载情况下，计算结构寿命的方法。从损伤的角度，以载荷块为单位计算静动载荷先后加载下的寿命，继而确定静动同时加载下结构的寿命范围，用来校核试件的实际寿命，设计试件。

1　振动疲劳寿命计算理论

材料的强度极限越低，外加应力水平越高，试件的疲劳寿命就越短，反之就越长。表示这种外加应力水平和标准试样疲劳寿命之间的关系的曲线称为材料的 *S-N* 曲线[1]，简称为 *S-N* 曲线。文中采用的 *S-N* 曲线经验公式为幂函数形式：

$$S^m \cdot N = C \tag{1}$$

式中：m、C 是与材料、应力比、加载方式等有关的常数。

线性疲劳累积损伤理论提出，循环载荷作用下，可以线性累加结构的疲劳损伤，且各应力之间相互独立、互不相关。当累积的损伤量达到某一临界值时，即试件的损伤极限，则认为试件发生疲劳破坏[1]。文中采用 Miner-Palmgren 理论，该理论提出：当第 i 级作用载荷有 n_i 个循环时，该级载荷对结构造成的损伤为[4]：

$$D_i = \frac{n_i}{N_i} \tag{2}$$

式中：N_i 为 *S-N* 曲线上与第 i 级载荷幅值相同的应力水平下的疲劳破坏循环数。

各级作用载荷累积产生的总损伤为：

$$D = \sum_{i=1}^{m} \frac{n_i}{N_i} \tag{3}$$

采用频域分析法计算结构动力加载下的寿命。首先通过有限元分析获得结构危险点处的应力 PSD 函数，然后利用统计原理获得相应 PSD 函数的相关统计参数，再结合应力幅值的概率密度函数，选用线性累积损伤理论及疲劳破坏判据，进行振动疲劳寿命预估[5]。

采用 Dirlik 法[6]对疲劳寿命结果进行修正。Dirlik 通过 Monte Carlo 法进行时域模拟，对多种不同谱型的功率谱密度函数进行了研究，提出了一个准经验模型，认为宽带过程的应力幅值概率密度函数为一个指数分布和两个瑞利分布的组合。Dirlik 方程设计了 4 个 PSD 函数的惯性矩：m_0，m_1，m_2，m_4。实践表明，Dirlik 方程通常能得到比较准确的寿命预算结果。

2　结构设计与有限元建模

设计梁结构试验件的要求：两端利用 MTS 疲劳试验机夹持，施加拉压准静态疲劳载荷；具有配重，可调节结构的模态频率；有较好的开敞性，便于安装激振器与各种传感器；在各种激励下具有相同的疲劳薄弱部位，且该部位便于测量应变。在此基础上确定要施加的载荷级别，使得疲劳寿命在 20 min~2 h 以内，以保证试验效率。

初步设计的试验件拟用铝 2024CZ 板机加制成，宽 10 cm，长 50 cm，厚 1.5 mm，沿长度方向布置宽 3.5 cm，高 1.5 cm，厚 1 mm 的“T”形筋条。筋条上，距一端 16 cm 处，制造缺口（线加工），距一端 36 cm 处设置 Q235 配重块，尺寸为 4 cm×10 cm×2 cm。配重块属性、大小可调节，以满足试件寿命要求。结构方便施加静力与动载荷，方便传感器粘贴。

试验件材料为 2024O 铝合金，要求圆弧处过渡平滑，不存在凹陷。加工过程中试验件不允许产生视力可见的表面划痕。抛光处理试验件的表面，要求表面粗糙度为 0.8 μm。最后工序为机械加工，使试验件表面层产生最小畸变，抛光处理以清除机械加工中的横向切削痕迹。试件的几何形状如图 1 所示，车铣过渡处细节图如图 2 所示。

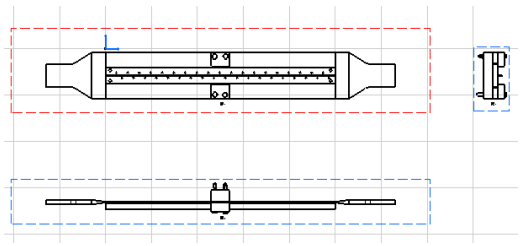


图 1　模型三视图

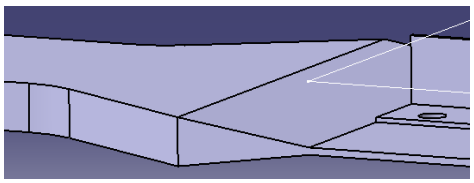


图 2　过渡处细节

为缩短计算时间，提高计算精度，试验件选用 2 mm 正方形壳单元，配重块选用 8 节点体单元，并且忽略螺栓孔和铆钉的影响。总计划分的有限元单元数为 38 312 个，节点数为 41 541 个。静载荷情况下，试件左端约束，右端作用一集中载荷，此载荷为等幅脉动载荷。动载荷情况下，在垂直于配重块的方向上施加 z 方向的单位力，左右两端全部约束，激励谱为力谱。试验件和配重块连接的有限元模型如图 3 所示，缺孔附近网格如图 4 所示。

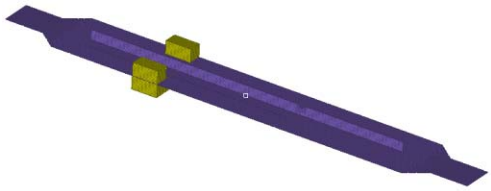


图 3　有限元模型

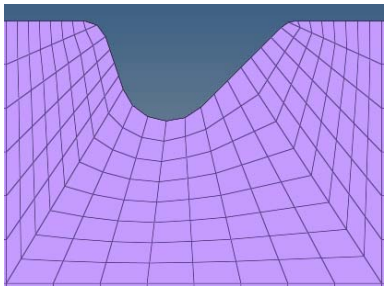


图 4　缺孔附近网格局部放大图

3　寿命仿真分析

根据对应约束条件，对该有限元模型进行最大载荷下的线性应力分析。模型左端固定，右端有一集中载荷，此载荷为等幅脉动载荷，幅值大小为 20 000 N。经静力学分析，得到结构在静力载荷作用下的响应，得到危险点的应力大小为 40 MPa，应力云图如图 5 所示。将静力结果导入到 MSC.fatigue 中进行疲劳寿命分析，定义载荷随时间变化，得到危险点寿命为 1 800 s。

图 5　结构在静力载荷作用下的应力云图

为了模拟真实的载荷和约束条件，在平行于垂直于配重块的方向上施加单位力，左右两端全部固定约束，激励谱为力谱，激励频率范围为 25~45 Hz。试验件的载荷及约束情况如图 6 所示。

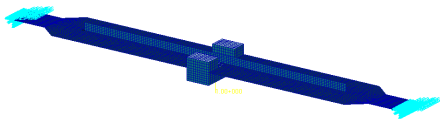
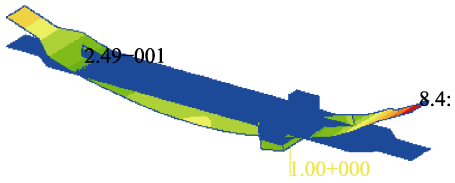


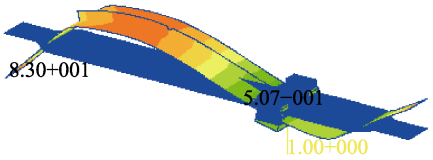
图 6　试件的载荷及约束

使用 MSC.Patran&Nastran 2011 软件，根据相应的约束条件对该试验件的有限元模型进行模态分析，得到其一弯和二弯模态。一弯固有频率为 40 Hz，二弯固有频率为 62.24 Hz，相应的振型图如图 7 所示。

利用频率响应分析计算结构在稳态振动激励下响应，确定结构上两点的输入输出关系，得到两点间



a 一弯振型 (40 Hz)



b 二弯振型 (62.24 Hz)

图 7　试验件振型

的传递函数和频响函数曲线。随机振动响应分析用于考虑结构在某种统计规律分布载荷作用下的随机响应。结构上某点的动响应的功率谱密度函数 $G(f)$由以式（4）确定：

$$G(f)=W(f)H(f) \tag{4}$$

式中：$W(f)$为输入激励的功率谱密度函数；$H(f)$为频率响应函数。

定义随机激励力谱频率范围为 25~45 Hz、幅值大小为 10 N^2 Hz，进行随机振动响应分析。由随机响应分析得到应力响应的 RMS 值分布云图如图 8 所示，危险处放大图如图 9 所示。根据该云图可以确定试验件的危险位置，危险位置为 node72703、72759。危险位置的应力响应 PSD 曲线如图 10 所示，将该曲线导入到自编软件中，计算寿命，得到试件寿命为 3 826 s，RMS 值为 79.87 MPa。

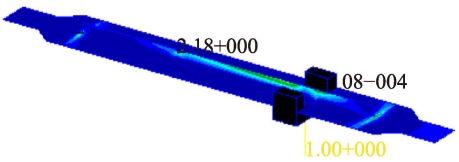


图 8　应力 RMS 值分布

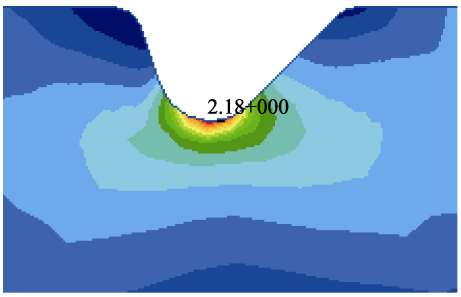


图 9　危险位置附近 RMS 值分布

结构同时承受上述动载荷和静载荷，二者引起的损伤都比较大，文中拟从损伤的角度提出一种预估寿命的方法。

静载荷和动载荷联合加载，假定结构首先施加一

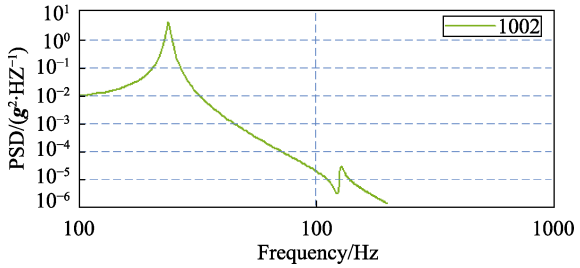


图 10　危险位置的应力响应 PSD 曲线

定时间的静载荷，再施加相同时间的动载荷，继续按这种情况施加静动载荷，直至结构发生疲劳破坏。以线性损伤理论为基础，分别计算出静载荷的寿命和动载荷的寿命，继而从损伤的角度计算得到结构先后静动加载顺序下的寿命。实际情况中，静载荷和动载荷是同时加载的。所以通过这种方法计算得到的寿命，并不是试件的实际寿命，而是会比实际载荷作用下的寿命小。采用这种方法可以校核试件在静动联合加载下的实际寿命，确定疲劳破坏的时间范围，进而设计试件，使试件在固定的时间内发生破坏。

结构单独施加静载荷，每分钟内施加 15 次静载荷，危险部位的总寿命为 1 800 s，每分钟内产生的损伤是 60/1800。结构单独施加动载荷，危险部位的总寿命为 3 826 s，每分钟产生的损伤为 60/3826。考虑该位置承受静载荷和动载荷分别产生的损伤为多少，以 1 min 为单位时间，将单位时间内静动载荷联合加载产生损伤线性相加，得到该位置在静动载荷联合加载下的损伤总量。将各位置的总损伤值对比，找到损伤最大的位置，计算得到寿命。

在静载荷作用下，每分钟累积产生的损伤为：

$$D_1=\sum_{i=1}^{15}\frac{n_i}{N_i} \tag{5}$$

在动载荷作用下，每分钟累积产生的损伤为：

$$D_2=\sum_{i=0}^{60}\frac{n_i}{N_i} \tag{6}$$

那么，静动联合加载下每分钟产生的总损伤为：

$$D=D_1+D_2 \tag{7}$$

结构的寿命为：

$$T=\frac{D_{\mathrm{CR}}}{D}\left(D_{\mathrm{CR}}=1\right) \tag{8}$$

以疲劳损伤累积理论为基础，经损伤累积计算，得到静动载荷联合加载下危险点的寿命为 1 225 s。试件在 1 h 之内失效，满足设计要求。

4　结语

文中研究了分别施加交变静载荷与振动载荷下加筋板试件的疲劳寿命，用 fatigue 计算出了分别单独施加一个谱块交变静载荷和振动谱块动载荷的损伤，二者结合，基于损伤累积预估顺序静动载荷加载的寿命。通过这种方法，校核试件的实际寿命，以设计试件。

参考文献：

[1] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.

[2] 王明珠, 姚卫星. 随机振动载荷下缺口件疲劳寿命分析的频域法[J]. 南京航空航天大学学报, 2008(4): 489-492.

[3] 周传月, 郑红霞, 罗慧强. MSC.Fatigue 疲劳分析应用与实例[M]. 北京: 科学出版社, 2005.

[4] PALMGREN A. Die Lebensdauer Von Kugellagern[J]. Zeitschriyt Des Vereines Der DeutschenIngenioeren, 1924, 68: 339-341.

[5] 赵丽茹. 基于应变映射技术的振动疲劳寿命分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.

[6] DIRLIK T. Application of Computers in Fatigue Analysis[D]. UK: University of Warwick, 1985.